Bureau de la sécurité des transports du Canada
Transportation Safety Board of Canada

RAPPORT D′ENQUÊTE AÉRONAUTIQUE
A04P0142



PERTE DE PUISSANCE EN VOL

DE L′HÉLICOPTÈRE BELL 206L C-FVIX
EXPLOITÉ PAR VANCOUVER ISLAND HELICOPTERS LTD.
À TASU CREEK (COLOMBIE-BRITANNIQUE)
LE 28 AVRIL 2004

Canada

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet événement dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

Rapport d'enquête aéronautique

Perte de puissance en vol

de l'hélicoptère Bell 206L C-FVIX exploité par Vancouver Island Helicopters Ltd. à Tasu Creek (Colombie-Britannique) le 28 avril 2004

Rapport numéro A04P0142

Sommaire

L'hélicoptère Bell 206L (portant l'immatriculation C-FVIX et le numéro de série 45139) vole en croisière à une altitude d'environ 700 pieds au-dessus du niveau de la mer quand le pilote entend soudainement un bruit inhabituel suivi d'une perte de puissance moteur. Il abaisse la commande de pas collectif et vérifie les instruments tout en regardant à l'extérieur à la recherche d'une surface de posé. Le moteur fonctionne toujours, mais la température de sortie turbine augmente très rapidement et dépasse bien vite la plage d'indication de l'instrument.

Par la suite, le pilote relève doucement la commande de pas collectif, mais le régime rotor se met à diminuer. Le pilote annonce aux passagers que le moteur est tombé en panne, puis il se met en autorotation. En prévision de l'arrondi à l'atterrissage, le pilote tire sur la commande de pas collectif et a la confirmation que le moteur ne fournit plus aucune puissance alors que l'alarme sonore de bas régime rotor retentit. À 8 h 29, heure avancée du Pacifique, l'hélicoptère se pose sur un chemin forestier près de Tasu Creek, dans les îles de la Reine-Charlotte, dans la région de Sandspit. Le pilote coupe le moteur immédiatement après l'atterrissage. Personne n'est blessé, et la cellule de l'hélicoptère n'est pas endommagé.

This report is also available in English.

Autres renseignements de base

L'hélicoptère était équipé du moteur Rolls-Royce Allison 250-C20R portant le numéro de série CAE 295208. Une inspection visuelle effectuée sur place a révélé la présence d'une importante crique longue d'environ quatre pouces dans le joint soudé du support de bougie d'allumage et d'injecteur de carburant situé à l'arrière de la chambre de combustion. La tuyère gauche était elle aussi criquée au niveau de la soudure se trouvant du côté avant du carter extérieur de la chambre de combustion, à quelque six pouces du sommet. La tuyère avait également été endommagée par un impact qui semblait provenir de l'intérieur du moteur. Il n'y avait aucun dommage visible résultant de l'importante indication de dépassement de la température de sortie turbine (TOT) qui avait précédé l'autorotation. Le moteur grinçait lorsque les aubes mobiles étaient tournées à l'envers.

Des échantillons de carburant et d'huile ont été prélevés, et aucune anomalie flagrante n'a été décelée. Le détecteur de limaille inférieur était propre, et l'huile ne contenait aucune particule métallique évidente. Le détecteur de limaille supérieur et celui installé sur la roue libre ont été déposés, et ils contenaient une petite quantité de métal. Le compresseur ne présentait aucun signe de dommage causé par un corps étranger, mais il était impossible de le faire tourner à la main.

Le moteur totalisait 6694,4 heures de fonctionnement depuis sa mise en service initiale. Les temps en service des composants modulaires sont donnés à l'annexe A et sont accompagnés d'un résumé des récentes opérations de maintenance et de réparation du moteur. Les dossiers techniques renfermaient une inscription faite le 5 avril 2004 à 10 817,0 heures cellule, soit environ 45 heures de fonctionnement moteur avant l'incident, afin de signaler un problème moteur relié à un réglage du régulateur de carburant qui avait dû être effectué à cause d'un problème de surchauffe au démarrage. Une autre inscription, cette fois en date du 29 novembre 2003, signalait que l'indicateur de pression et de température d'huile du moteur était un instrument destiné au moteur de modèle C20B et que, par conséquent, il n'était pas gradué correctement. Des pièces de rechange avaient été commandées, mais aucune inscription ultérieure n'indiquait que des mesures correctives avaient été prises. Une autre inscription, faite le 30 septembre 2003 à 10 550 heures cellule, indiquait que le faisceau électrique de la TOT avait été remplacé à la suite d'une lecture inférieure de 0,03 ohm au minimum; l'indicateur TOT avait été lui aussi remplacé, car il indiquait des températures inférieures de 15 °C aux températures réelles.

Après démontage du moteur, plusieurs pièces de ses composants ont été envoyées au Laboratoire technique du Bureau de la sécurité des transports pour y faire l'objet d'un examen plus poussé et d'une analyse. Il a été établi que l'élément déclencheur qui avait mené à la panne moteur avait été la fracture d'une aube mobile sur la roue de turbine du deuxième étage. Les débris métalliques résultant de cette fracture ont causé les dommages secondaires au moteur qui sont décrits plus bas. Pour en savoir plus sur l'état du moteur au moment de son examen, voir le rapport de laboratoire LP 068/04. Un schéma de la turbine du moteur est présenté à l'annexe B.

L'examen visuel de la roue du premier étage de la turbine a révélé de nombreuses criques de type A et environ quatre criques de type B sur la couronne des aubes mobiles. Des criques de type A sont des criques dans la plate-forme, la surface entre les aubes mobiles. Quant aux criques de type B, il s agit de criques qui s'étendent depuis le bord de la couronne jusqu'à la surface de

cette dernière, mais sans dépasser 0,060 pouce. Si les criques dépassent 0,060 pouce dans la couronne, la roue de turbine est rejetée. S'il est jugé normal de trouver des criques dans la région de la couronne, aucune crique n'est toutefois permise dans les aubes mobiles. La crique de type B la plus importante qui a été observée se trouvait sur le bord d'attaque de la couronne et mesurait environ 0,030 pouce, aucune crique de type B n'étant par ailleurs observée sur le bord de fuite de cette même couronne. Des dommages par frottement ont été constatés sur l'extrémité de plusieurs aubes mobiles couvrant un arc d'environ 180°. De la même façon, des dommages par frottement observés sur le joint intérieur de cet étage couvraient également un arc de 180°. De plus, une certaine usure de contact était présente sur l'accouplement de type curvic.

L'examen du deuxième étage de la turbine a révélé la présence d'une aube mobile brisée (voir la photo 1). Les dossiers montrent que la roue du deuxième étage de la turbine avait accumulé 375,8 heures de fonctionnement depuis sa mise en service initiale sur une durée de vie utile possible de 1775 heures. Un examen optique a montré que la rupture de l'aube mobile était le résultat d'une crique de fatigue à points de départ multiples sur le côté convexe de l'aube mobile. La crique de fatigue comptait pour environ 75 % de la fracture, le reste étant dû à une rupture en surcharge instantanée. Si la majorité de la surface de la fracture était perpendiculaire à l'axe de l'aube mobile, la région de l'origine était quasiment parallèle à l'axe de l'aube mobile ou radiale par rapport à la roue de la turbine. L'aube mobile suivant celle qui s'était rompue avait fléchi dans le sens contraire à celui de la rotation. La flexion de cette aube mobile avait eu comme effet d'en réduire la longueur totale et de l'empêcher de frotter à son extrémité avant l'incident. Un examen plus poussé de l'aube mobile fléchie a révélé la présence d'un frottement minimal à son extrémité ainsi que l'absence de bleuissage ou de champignonnage. Un important frottement a été constaté à l'extrémité de 75 % des aubes mobiles, à partir de celle qui s'était rompue et sur un arc de quelque 270° dans le sens des aiguilles d'une montre en regardant depuis le bord d'attaque. Le frottement de ces aubes mobiles avaient provoqué des dommages dus au grippage à l'extrémité de ces aubes mobiles, avec présence de résidus de bleuissage et de champignonnage sur le diamètre extérieur de la surface cambrée. Le joint du piston d'équilibrage (gros joint labyrinthe) présentait lui aussi des dommages dus au frottement sur un arc d'environ 270°, lesquels correspondaient avec le frottement de l'extrémité des aubes mobiles. De plus, des dommages dus au frottement ont été constatés sur environ 80 %, soit sur un arc de 300°, du joint intérieur de cet étage, phénomène là encore cohérent avec le frottement de l'extrémité des aubes mobiles.



Photo 1. Restes de l'aube mobile brisée

Des dommages secondaires dus au grippage ont été observés sur le bord de fuite de plusieurs aubes mobiles, ce qui correspondait à l'interaction avec le morceau qui s'était détaché de l'aube mobile fracturée. Les roues des premier et deuxième étages étaient fixées à l'accouplement de type curvic conformément aux marques repères faites au stylet graveur sur les moyeux. Une

comparaison du frottement à l'extrémité des aubes mobiles a montré que les deux roues étaient touchées dans la même grande région, les dommages dus au frottement étant les plus importants quelque 90° avant l'emplacement de l'aube mobile fracturée.

Un examen au microscope électronique à balayage de la fracture de l'aube mobile de la roue du deuxième étage de la turbine a révélé la présence de multiples régions d'origine adjacentes. L'examen de la surface de la crique montrait une couche d'oxydation servant à délimiter une tendance sous-jacente claire aux stries de fatigue. La topographie de la fracture à l'emplacement d'origine était cohérente avec un criquage en fatigue oligocyclique comme mode de défaillance initial, compte tenu de l'observation de marques concentriques et des stries largement espacées. Le criquage en fatigue oligocyclique a progressé radialement vers l'intérieur, en direction du moyeu, avant de virer perpendiculairement à l'axe de l'aube mobile, progressant alors en mode mégacyclique. L'aube mobile a fini par se rompre à la suite de l'allongement en surcharge de la crique de fatigue mégacyclique. Un criquage secondaire a également été observé dans la région du congé, sous le plan de la fracture. Une analyse par rayons X à dispersion d'énergie a montré que le matériau constituant l'aube mobile correspondait grosso modo au matériau spécifié, à savoir l'IN 713C.

Une section transversale a été prélevée à l'origine de la fracture de l'aube mobile de la roue du deuxième étage de la turbine et montée en vue d'une analyse métallurgique. Deux criques secondaires ont été découvertes dans le congé, sous la fracture. Un décapage chimique a révélé la présence d'une microstructure typique avec une phase gamma prime visible et des joints de grain bien définis. Des sections additionnelles prélevées au talon des aubes mobiles adjacentes ont montré des criques similaires dans le rayon du congé. La répartition uniforme de la phase gamma prime indiquait qu'il n'y avait pas eu de surchauffe. Des essais directs de dureté Rockwell ont donné un résultat moyen de 40 à l'échelle Rockwell « C » (HRC) (ce qui équivaut à une résistance à la traction de 182 000 lb/po^2), ce qui se trouve dans les limites de la résistance maximale de 42 HRC spécifiée par le constructeur. Aucune anomalie d'ordre métallurgique n'a été constatée.

Une analyse dimensionnelle du distributeur du deuxième étage, qui présentait des dommages secondaires, a eu lieu dans les installations du constructeur, à Indianapolis, dans l'Indiana. Les dommages secondaires au distributeur touchaient essentiellement le bord extérieur; par conséquent, les résultats étaient toujours jugés intéressants. L'analyse a donné un diamètre de trajectoire des aubes mobiles qui correspondait à un espacement de 0,012 pouce de l'extrémité des aubes mobiles du deuxième étage de la turbine, un résultat qui se trouve dans la plage de la spécification qui va de 0,010 à 0,016 pouce. L'analyse a également montré que, à l'exception des zones endommagées, la trajectoire des aubes mobiles du deuxième étage de la turbine se trouvait à l'intérieur de la spécification en matière d'arrondi.

Une aube mobile de la roue du premier étage de la turbine a été sectionnée longitudinalement afin d'examiner la phase gamma prime de la microstructure à la recherche de signes de surchauffe. La phase gamma prime était répartie uniformément dans toute l'aube mobile, ce qui permet de penser qu'il n'y avait pas eu de surchauffe de longue durée.

La roue du troisième étage de la turbine montrait d'importants dommages par impact sur son bord d'attaque. Le bord de fuite ne présentait aucun signe digne de mention, et l'accouplement de type curvic était propre, ne présentant qu'une usure de contact minimale. Le joint intérieur de cet étage montrait une usure minimale.

L'examen du support de la turbine de travail a permis de constater que les joints intérieur et extérieur du piston d'équilibrage présentaient tous les deux d'importants dommages par frottement sur toute leur circonférence. Le carter du distributeur du troisième étage s'était déformé à la suite d'un dommage par impact et a été difficile à enlever. Le collier du diffuseur du troisième étage avait, à neuf heures en regardant depuis le bord d'attaque, une importante entaille dans toute son épaisseur qui correspondait à l'impact de l'aube mobile fracturée provenant du deuxième étage.

Le carter extérieur de la chambre de combustion présentait une crique ouverte de quatre pouces le long de la soudure du bossage, sous les orifices d'injection de carburant et d'allumage. Cette fracture présentait des caractéristiques correspondant à une fatigue oligocyclique récente qui a été considérée être le résultat des vibrations du moteur consécutives à la rupture de l'aube mobile du deuxième étage de la turbine.

Le tableau 4 des limites de températures mesurées des gaz du *Rolls Royce 250–C20R Series Operation and Maintenance Manual* (manuel d'utilisation et de maintenance du moteur Rolls Royce 250–C20R) qui est présenté à l'annexe C, donne les mesures à prendre lorsque les limites des températures de sortie turbine (TOT) mesurées sont dépassées au démarrage et à l'arrêt et/ou en puissance transitoire. Environ 45 heures de fonctionnement moteur avant l'incident, l'exploitant avait documenté un réglage du régulateur de carburant faisant suite à des surchauffes au démarrage, mais l'importance du dépassement de température n'a pas été indiquée. Une inspection spéciale de la turbine est recommandée en cas de dépassement des limites de la TOT. Cette dernière atteignait brièvement, semble-t-il, les 810 à 830 °C. Les surchauffes au démarrage ne sont pas enregistrées par l'instrumentation de cet hélicoptère. Au cours de ces surchauffes au démarrage, il semblerait que les limites de température/de temps n'aient jamais été atteintes, si l'on tient compte de l'écart de 0,03 ohm (0,6 °C) du faisceau électrique de la TOT et de l'erreur de 15 °C due à la présence d'un mauvais indicateur de TOT (remplacé à 63,1 heures).

Apparemment, la température extrême (927 °C) pour laquelle une inspection de la turbine est recommandée n'a jamais été atteinte au cours des soit-disant surchauffes au démarrage. Le faisceau électrique de la TOT avait éventuellement présenté un écart de 0,03 ohm, ce qui aurait correspondu à 0,6 °C, et le mauvais indicateur de TOT avait été remplacé à 63,1 heures à cause d'une erreur de 15 °C.

L'examen de la bague du diffuseur et du support arrière a révélé l'absence sur quelque 25 % du joint sur le diamètre extérieur. Aucune trace de corrosion n'a été constatée, et la coloration indiquait que cette partie du joint était peut-être absente depuis quelque temps déjà. Un examen plus détaillé a montré que le joint se décollait de son support. Le décollement était visible aux deux extrémités de la fracture du joint et correspondait à une rupture d'adhérence. Les dossiers indiquaient que ce joint avait été posé quelque 700 heures cellule avait l'incident. Les morceaux qui se détachaient du matériau mou composant le joint du diamètre extérieur ont probablement

dû être réduits à l'état de fines particules et évacués sans poser de problème par l'évent du support arrière. Il fallait alors s'attendre à une légère diminution du rendement du moteur. La défaillance de ce joint n'a pas été considérée comme un facteur contributif à la panne moteur.

Analyse

Les éventuels scénarios pouvant expliquer l'apparition de la fatigue dans l'aube mobile de la roue du deuxième étage de la turbine comprennent le frottement de l'extrémité de cette aube, la présence de défauts physiques ou métallurgiques, un criquage de fatigue mégacyclique du aux vibrations (flottement des aubes mobiles) et un criquage de fatigue thermique. L'absence de toute trace importance de frottement, de bleuissage ou de champignonnage sur l'extrémité de l'aube mobile adjacente, combinée à une analyse dimensionnelle acceptable du distributeur du deuxième étage, permet de penser que le frottement de l'extrémité de l'aube mobile n'a pas été un élément déclencheur. De plus, un frottement de l'extrémité d'une aube mobile va se manifester sous la forme d'un criquage de fatigue mégacyclique perpendiculaire à l'axe de l'aube mobile. Un examen optique a montré que le criquage de fatigue initial suivait une direction radiale vers le moyeu. L'analyse métallurgique n'a rien révélé d'anormal au niveau de la fabrication ou des matériaux qui aurait pu contribuer à l'apparition de la fatigue. Bien que quelque peu masqués par la présence d'une couche d'oxydation, l'espacement entre les stries de fatigue et l'endroit où est apparue la fatigue (à mi-corde plutôt qu'au bord de fuite) semblent indiquer que le mode initial de défaillance a pris la forme d'un criquage de fatigue oligocyclique. Une fois le criquage lancé, sa présence a servi de concentrateur de contraintes, si bien que les contraintes normalement présentes en cours d'utilisation ont pu alors mener à un criquage de mode mégacyclique.

Un criquage de fatigue causé par un phénomène thermique apparaît quand une dilatation rapide de la couronne de la roue de turbine produit momentanément d'importantes contraintes de compression circonférentielles. De telles contraintes se développent lorsque la couronne essaie de se dilater, mais qu'elle n'y parvient pas à cause du matériau du moyeu qui est plus froid. Ces contraintes de compression mènent à un affaiblissement localisé du matériau de la couronne de la roue de turbine. Par la suite, les températures de fonctionnement stabilisées entraînent des contraintes de traction dans la couronne qui donnent naissance à un criquage de fatigue. L'emplacement et l'orientation des criques dans la roue de turbine du deuxième étage sont considérés comme étant le résultat d'une fatigue thermique.

L'indicateur de pression et de température d'huile qui avait été installé pendant un certain temps était un instrument destiné au moteur C20B et, par conséquent, il n'était pas gradué correctement. De plus, le faisceau électrique et l'indicateur de la TOT avaient été remplacés environ 312 heures cellule avant l'incident, à la suite de lectures erronées. Il n'a pas été possible de confirmer si la température extrême (927 °C) pour laquelle une inspection de la turbine est recommandée, avait été atteinte au cours des soit-disant « surchauffes au démarrage » ou si la température maximale continue de 810 °C en fonctionnement stabilisé avait été atteinte. Le faisceau électrique de la TOT avait éventuellement présenté un écart de 0,03 ohm, et l'indicateur de TOT avait été remplacé à cause d'indications erronées de 15 °C; il n'est demeuré en place que pendant 63,1 heures au cours desquelles, dans le pire des cas, il a peut-être fourni de mauvaises indications de température moteur. Il n'a pas été possible de déterminer, dans le cadre de cette enquête, quels avaient été les effets de ces indications de TOT erronées et leur contribution au

criquage de la roue de turbine; toutefois, leur contribution est peu probable, car des aubes mobiles de turbine soumises à une surchauffe de longue durée présentent normalement un changement dans la répartition de la phase gamma prime, et ce, à cause d'une redissolution partielle. La phase gamma prime était répartie uniformément dans les roues des premier et deuxième étages de la turbine. Cela n'élimine pas la possibilité d'une surchauffe de courte durée de la roue du deuxième étage de la turbine. Il se peut que les roues aient été soumises à des variations de température de courte durée reliées aux surchauffes au démarrage et/ou à des puissances transitoires suffisantes pour provoquer un criquage thermique sans nouvelle répartition de la phase gamma prime. L'instrumentation de cet hélicoptère n'enregistre pas les surchauffes au démarrage et celles-ci risquent de ne pas être enregistrées avec précision par un exploitant, quand bien même elles seraient détectées. Environ 45 heures de fonctionnement moteur avant l'incident, le régulateur de carburant avait fait l'objet d'un réglage consécutif à des surchauffes au démarrage. Le nombre de degrés chiffrant les dépassements de température n'avait pas été consigné.

L'enquête a donné lieu au rapport de laboratoire suivant :

LP 068/2004 – *Engine Parts Examination* (Examen de pièces du moteur)

On peut obtenir ce rapport en s'adressant au Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Fait établi quant aux causes et aux facteurs contributifs

1. Un criquage de fatigue de mode oligocyclique causé par un phénomène thermique a pris naissance radialement vers l'intérieur dans la région du congé de la plate-forme d'une aube mobile, puis il a progressé perpendiculairement à l'axe de cette aube dans un mode mégacyclique, ce qui a fini par provoquer une défaillance de l'aube mobile par rupture en surcharge quand la partie restante n'a plus été en mesure de supporter les charges qui lui étaient appliquées.

Faits établis quant aux risques

1. L'instrumentation de cet hélicoptère n'enregistre pas les surchauffes au démarrage et celles-ci risquent de ne pas être enregistrées avec précision par un exploitant, quand bien même elles seraient détectées. Il peut y avoir des défaillances de roue de turbine si des surchauffes au démarrage et des puissances transitoires passent inaperçues, ou si leurs effets ne font l'objet d'aucune vérification.

2. La roue du premier étage de la turbine présentait de nombreuses criques de type A et environ quatre criques de type B sur la couronne des aubes mobiles, et des criques dans le rayon du congé des aubes mobiles peuvent mener à des défaillance de la turbine. Aucune inspection régulière n'est prescrite pour détecter de telles criques, mais une inspection spéciale de la turbine est recommandée en cas de dépassement des limites de température de sortie turbine. Aucune crique n'est permise dans les aubes mobiles.

Autre fait établi

1. Il manquait environ 25 % du joint sur le diamètre extérieur du support arrière, absence qui résultait du décollement causé par une rupture d'adhérence et qui avait probablement provoqué une légère diminution du rendement du moteur.

Le présent rapport met un terme à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) sur cet événement. Le Bureau a autorisé la publication du rapport le 9 janvier 2006.

*Visitez le site Web du BST (**www.bst.gc.ca**) pour plus d'information sur le BST, ses services et ses produits. Vous y trouverez également des liens vers d'autres organismes de sécurité et des sites connexes.*

Annexe A – Heures en service des composants modulaires et opérations récentes de maintenance et de réparation du moteur

Type d'aéronef : Bell 206LR
Immatriculation : C-FVIX
Numéro de série : 45139
Heures depuis mise en service initiale : 10 862,7 (cellule)

Modèle de moteur : Rolls Royce 250C20R
Numéro de série : CAE-295208
Heures depuis mise en service initiale : 6694,4
Date d'installation : avril 1995, le moteur ayant 530 heures depuis mise en service initiale, et la cellule 4699
Date de l'incident : avril 2004, le moteur ayant 6694 heures depuis mise en service initiale, et la cellule 10862

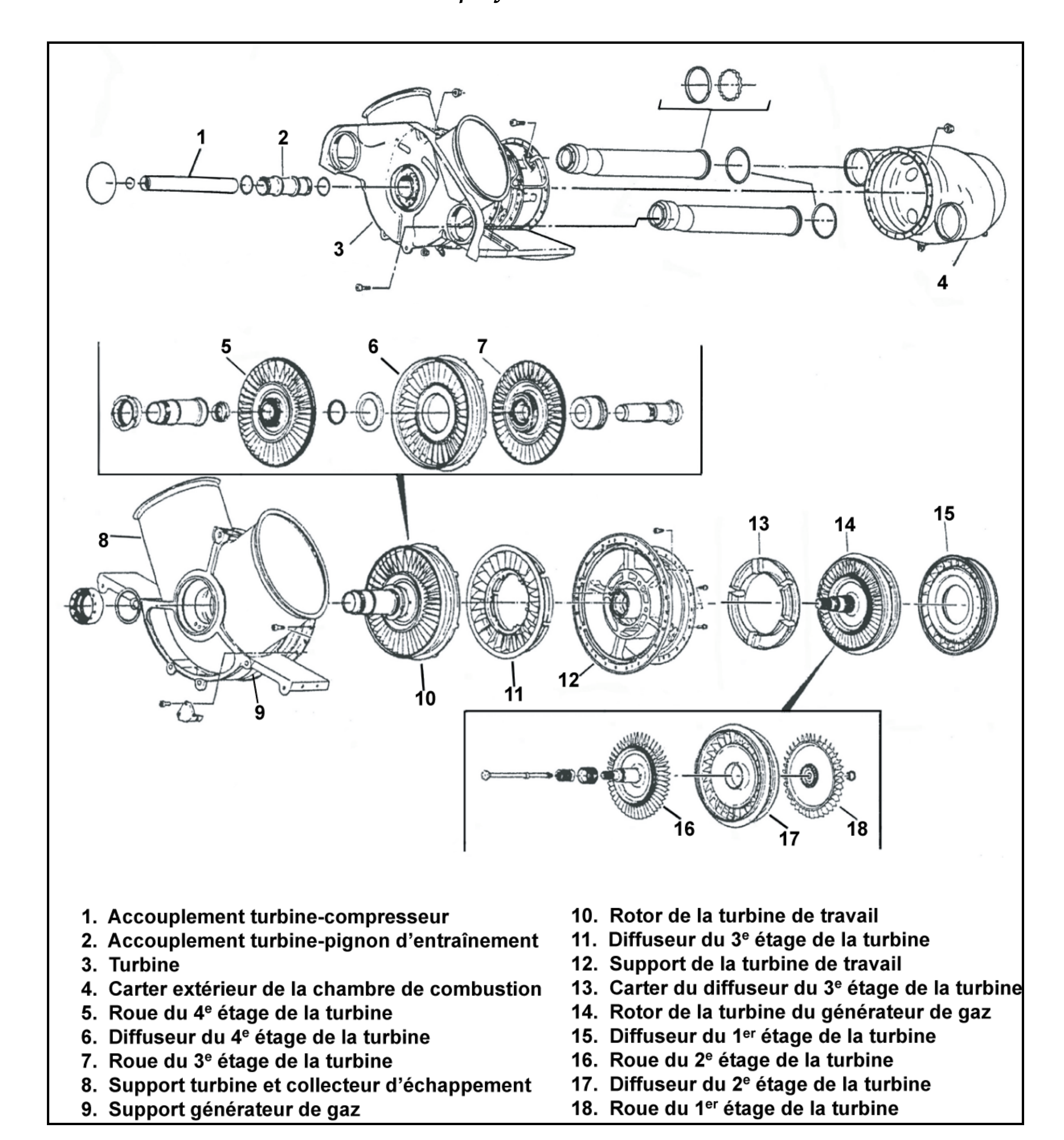
Compresseur :
Référence : 23050833
Numéro de série : CAC-15103
Heures depuis mise en service initiale : 5724,0
Heures depuis révision : 2186,6
Heures depuis dernière réparation : 789,1
Dernière réparation : janvier 2003 chez ACRO Aerospace, bon de travail 23-17374
Compresseur inspecté pour espacement entre le rouet et le carter, conformément au manuel GTP5232-3
Installé en février 2003 à 10 073,6 heures cellule

Boîte de transmission :
Référence : 23035185
Numéro de série : CAG-15111
Heures depuis mise en service initiale : 5548,1
Heures depuis révision : N/P
Heures depuis dernière réparation : 1142,4
Dernière réparation : juillet 2002 chez ACRO, bon de travail 22-9630; réparée conformément au manuel GTP5232-2, palier 2 ½ remplacé
Installée en juillet 2002 à 9720,3 heures cellule

Turbine:
Référence : 23038160
Numéro de série : CAT-38567
Heures depuis mise en service initiale : 6426,6
Heures depuis révision : 1744,6
Heures depuis dernière réparation : 375,8 (HMI)
Dernière réparation : juillet 2003 chez ACRO, bon de travail 23-25802
Turbine réparée conformément au manuel GTP5232-3, inspection aux 1750 heures effectuée conformément au manuel GTP5232-2 et à la CSL 4035 R5
Installée en septembre 2003 à 10 486,9 heures cellule

Inspection régulière :
17 avril 2004 : inspection aux 300 heures effectuée conformément au programme d'inspection approuvé de VIH numéro P-0284, à 10 840,6 heures cellule

Annexe B – Vue éclatée simplifiée de la turbine



Annexe C – Limites des températures mesurées des gaz du RR250-C20R et mesures de maintenance recommandées

Ce document n'existe pas en français.

EXPORT CONTROLLED

Rolls–Royce
250-C20R SERIES OPERATION AND MAINTENANCE

Table 4
Measured Gas Temperature Limits (TOT)

Temp Range	Time	Maintenance Action
	Steady State	
810°C (1490°F)	Takeoff (5 min.)	If steady state time or condition limits are exceeded:
810°C (1490°F)	30 Minute Power (1)	
810°C (1490°F)	Max. Continuous (2)	Inspect turbine (3)
752°C (1385°F)	Normal Cruise and below	None
	During Starting and Shutdown	
Up to 810°C (1490°F)	No limit	None
810–927°C (1490–1700°F)	Over 10 sec (4)	Inspect turbine (3)
927–999°C (1700–1830°F)	Not allowed (4)	Inspect turbine (3)
Over 999°C (1830°F)	Not allowed	Remove turbine for heavy maintenance or overhaul.

NOTE: Refer to item 9, Table 101 when start temperature consistently exceeds 860°C (1580°F).

Temp Range	Time	Maintenance Action
	During Power Transient (All 250–C20R Series Engines) or One Engine Inoperative and/or Emergency Multi–Engine Operation	
Up to 752°C (1385°F)	No limit	None
752–810°C (1385–1490°F)	Until stabilized (5 min max.)	None
810–899°C (1490–1650°F)	0 to 6 sec (intentional use of temperatures in excess of 810°C (1490°F) is not recommended)	None
810–899°C (1490–1650°F)	Over 6 to 12 sec	Max. of 3 occurrences per life of each turbine wheel (3)
810 to 899°C (1490–1650°F)	Over 12 seconds	Remove turbine for heavy maintenance or overhaul
Over 899°C (1650°F)	Not allowed	Remove turbine for heavy maintenance or overhaul.

(1) This limit is applicable only during one–engine–inoperative (O.E.I.) operation of multi–engine aircraft.

(2) This limit is FAA approved for continuous operation; but is authorized by the engine manufacturer only during one–engine–inoperative (O.E.I.) operation of multi–engine aircraft and emergency engine operation.

(3) Refer to Special Inspections, Table 604, 72–00–00, Engine Inspection/Check. Also, record temperature and duration in the Engine Log Book (pink pages, Turbine Assembly, Part IV, Inspection Record).

(4) Momentary peak temperature of 927°C (1700°F) is permitted for no more than one second.

NOTE: The time–at–temperature limits are not additive. The repeated, intentional use of transient temperature limits can result in reduced turbine life and is not recommended.

72–00–00
Page 37